

# 机载 SAR 运动补偿传感器研究

孙永荣 刘建业

(南京航空航天大学自动化学院 南京 210016)

陈 武

(香港理工大学 香港 九龙)

**摘要** 提出一种不依赖于机载主惯导的运动传感器方案——基于 GNSS/SINS 的组合运动信息系统。即在 SAR 成像期间输出以纯惯性为主的信息以保证较高的相对定位精度,供 SAR 成像补偿;同时,GNSS/SINS 的组合保证了长时间的绝对定位精度。介绍了这种运动传感器的原理、数学模型、工作流程控制。实验结果表明,基于 GNSS/SINS 的运动传感器具有很高的精度,完全满足了 SAR 成像的精度要求,特别适合于没有机载主惯导或主惯导精度较低的情况。

**关键词** 合成孔径雷达 运动补偿系统 传感器 航天器

## 1 引言

合成孔径雷达(Synthetic Aperture Radar, SAR)是利用雷达与目标的相对运动把尺寸较小的真实天线孔径用数据处理的方法合成为一较大的等效天线孔径的雷达。SAR 能有效地识别伪装并穿透掩盖物,具有全天候、远距离成像的能力,在各方面都具有重要的应用价值。

SAR 以载体进行匀速直线运动为基础,但实际上 SAR 在飞行时,受气流、高空风以及设备性能等因素影响,不可能保持匀速直线运动状态,雷达载机总要或多或少地偏离这种理想状态。这种偏离表现为:① 载机沿航向有加速度;② 载机在横向(即垂直于平均航迹的方向)速度不为零;③ 载机存在绕三个坐标轴的摆动,即存在偏航、俯仰和横滚角运动。前两种状况是载机偏离匀速直线运动的表现,第三种状况是雷达没有做严格的平移运动的表现。这些都将给 SAR 的工作带来影响,甚至无法成像。因此在 SAR 中必须进行运动补偿<sup>[1]</sup>。SAR 的运动补偿途径主要有三个方面:对载机平移运动的补偿,天线伺服平台的稳定(即对载机姿态角运动的补偿)和杠杆臂(即惯导平台中心至天线相位中心的距离)校正。

要实现运动补偿,必须利用运动传感器测出天线相位中心(Antenna Phase Center, APC)的运动信息,通过一定的算法减小或消除 APC 的有害运动对成像的影响。在运动传感器的发展过程中,先后研究出了多种方法<sup>[2]</sup>。1988 年加拿大的 David J. D、美国的 Kennedy 等先后提出了采用飞机主惯导与 SAR 捷联导航仪动基座传递对准的方法:将捷联惯性测量单元(Inertial Measurement Unit, IMU)安装在天线相位中心,由捷联导航仪(Strapdown navigator)进行解算,计算 APC 沿雷达瞄准线(Line-of-sight, LOS)随时间变化的位移<sup>[2~4]</sup>。但由于体积、质量及成本的限制,IMU 采用小型、低成本的陀螺、加速度计,捷联导航仪数学平台相对真实导航坐标系的失准角较大,且惯性系统本身误差随时间积累,因此单独使用 IMU 不能满足 SAR 运动补偿的要求。

国家 863 资助项目: 863-308-11 (1)

香港研究资助局资助: PolyU G- YC43

收稿日期: 2003-03-17。收修改稿日期: 2003-06-02

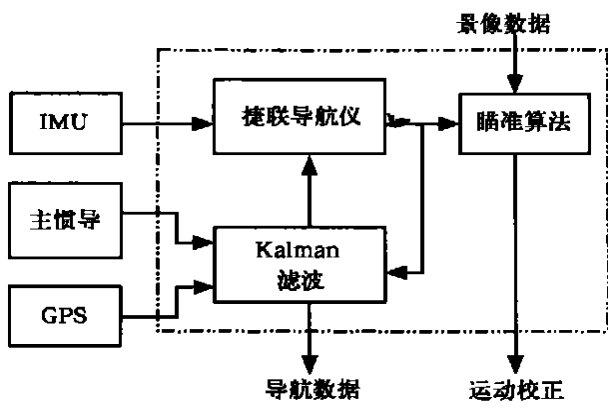


图 1 有主惯导参与的 SAR 运动补偿框图

80 年代, 运动补偿系统多是由多普勒雷达阻尼的机载主惯导和天线捷联导航仪构成。随着 GPS 的广泛应用, 如何利用 GPS 和 IMU 的信息成了 SAR 运动传感器研究的一个方向。

在 David J. D. 等的研究基础上, 文献[ 5] 研究了 GPS 辅助的飞机主惯导与 SAR 捷联导航仪的动基座传递对准等方法, 进一步提高了捷联导航仪的输出精度, 满足了运动补偿的要求。

在文献[ 1] ~[ 5] 的研究中, SAR 的运动补偿都离不开飞机主惯导, 图 1 表示出了这几种方法的基本思想。文献[ 2] ~[ 4] 没有引入 GPS 信号, 对于没有主惯导或主惯导精度较低的情

形就难以应用。本文根据 SAR 系统对运动信息的特殊要求, 提出了一种基于 GNSS/SINS 组合的运动补偿系统改进算法, 并对实际系统进行了试验, 取得了很好的效果。

2 SAR 运动传感器方案

2.1 SAR 运动补偿对运动传感器的技术要求

SAR 成像处理过程中进行运动补偿时, 需要运动传感器实时、连续地提供载机 APC 的运动信息(如位置、速度和姿态等)。成像期间(文中设定为 40s)所提供的载机运动信息的相对误差要比较小, 这就使得运动传感器系统有别于一般的导航系统: 一般的导航系统追求的是绝对定位精度, SAR 除了要求运动传感器在整个飞行过程中具有较高的绝对定位精度(定位误差不大于 20m)外, 在成像期间, 根据所采用的 SAR 运动补偿算法<sup>[6]</sup>, 要求具有很高的相对定位精度, 例如位置信息一次项误差 40s 内小于 1m, 二次项误差 3s 内小于 1mm, 另外, 导航参数不能允许有较大的跳变, 对于位置而言, 跳变不大于 10mm。

2.2 GNSS/SINS 组合运动传感器方案

GNSS/SINS 组合系统可以把 GNSS 长时间的高精度和 SINS 的短时间精度高、数据更新率高等特点有机地结合起来, 是一种理想的 SAR 运动补偿传感器。综合考虑组合导航算法和纯捷联惯导算法的不同特点, 本文在机载运动传感器中采用了图 2 所示的方案: 在非成像期间输出 GNSS/SINS 组合导航参数以保证较高的绝对定位精度; 在成像期间输出以纯惯性为主的导航信息以保证很高的相对定位精度, 同时, 组合导航系统仍在进行解算。这一方案以组合导航作为系统的导航基准, 保证了系统长时间内具有较高的绝对定位精度, 而成像期间又具有很高的相对定位精度。

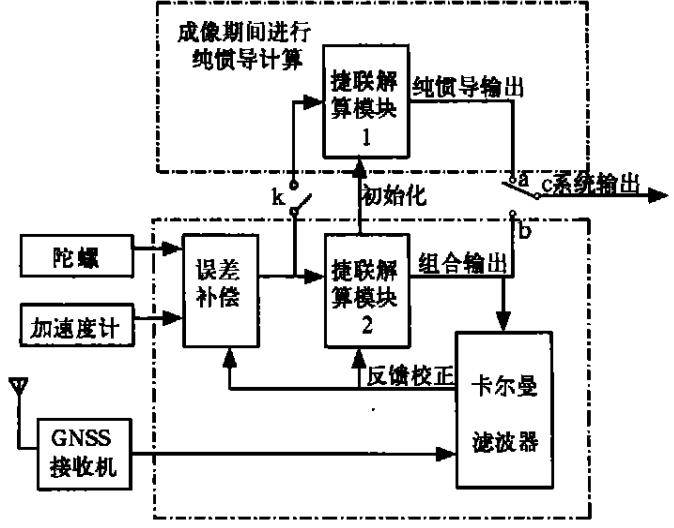


图 2 GNSS/SINS 运动传感器结构框图

运动传感器导航计算机的流程由 SAR 主控计算机发出的脉冲信号进行控制。计算机的工作流程为:

1) 起飞到成像前, 导航系统一直以正常的组合状态工作。图 2 中的开关 k 断开, 捷联解算模块 1 停止工作, 开关 c 指向 b, 系统输出 GNSS/SINS 组合结果。

2) 当接收到成像控制脉冲后, 系统开始进入成像工作状态, 图 2 中的开关 k 闭合, 捷联解算模块 2 对模块 1 进行初始化: 模块 2 将当前位置、速度、姿态阵以及相关的中间变量传递给模块 1, 随后模块 1 在此基础上开始工作。图 2 中开关 c 指向 a, 系统输出纯 SINS 结果, 供 SAR 成像补偿。

3) 自成像开始, 导航计算机便开始计时, 如果在设定的时间间隔(文中设定为 40s)内没有接收到成像结束控制信号, 则自动转入正常的组合工作状态: 图 2 中的开关 k 断开, 捷联解算模块 1 停止工作, 开关 c 指向 b, 系统输出 GNSS/SINS 组合结果。

4) 系统不断地重复 2)、3), 直至工作结束。

### 3 SINS/GNSS 系统数学模型及组合滤波算法

对于保证系统长期导航精度的 GNSS/SINS, 本文采用易于工程实现且具有良好组合效果的位置/速度组合方案<sup>[7]</sup>, 成像期间具有一定相对定位精度的纯捷联解算采用文献[8]中介绍的四元数方法。组合系统的状态量为惯导系统的误差, 包括导航信息误差( $\phi_N, \phi_E, \phi_D, \delta v_N, \delta v_E, \delta v_D, \delta L, \delta \lambda, \delta h$ )和惯性器件误差( $\epsilon_{rx}, \epsilon_{ry}, \epsilon_{rz}$ )。组合系统观测值是 SINS 和 GPS 输出的位置、速度信息的差值。取地理坐标系为导航坐标系, XYZ 轴分别指向北、东、地。系统模型取为

$$\left. \begin{aligned} \dot{\mathbf{X}}(t) &= \mathbf{F}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{G}(t)\mathbf{W}(t) \\ \mathbf{Z}(t) &= \mathbf{H}(t)\mathbf{X}(t) + \mathbf{V}(t) \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

其中 状态矢量  $\mathbf{X} = [\phi_N, \phi_E, \phi_D, \delta v_N, \delta v_E, \delta v_D, \delta L, \delta \lambda, \delta h, \epsilon_{rx}, \epsilon_{ry}, \epsilon_{rz}]^T$ ;  $\mathbf{F}(t)$  为状态转移阵;  $\mathbf{G}(t)$  为噪声系数阵;  $\mathbf{W}(t)$  为系统噪声;  $\mathbf{H}(t)$  为观测系统阵;  $\mathbf{V}(t)$  为观测噪声。

在以上系统方程中加入对惯导的修正控制项  $\mathbf{U}(k-1)$ , 可以得到闭环卡尔曼滤波器递推方程组

$$\left. \begin{aligned} \hat{\mathbf{X}}(k/(k-1)) &= \Phi(k, k-1)\hat{\mathbf{X}}((k-1)/(k-1)) + \mathbf{B}(k, k-1)\mathbf{U}(k-1) \\ \hat{\mathbf{X}}(k/k) &= \hat{\mathbf{X}}(k/(k-1)) + \mathbf{K}(k)[\mathbf{Z}(k) - \mathbf{H}(k)\hat{\mathbf{X}}(k/(k-1))] \\ \mathbf{K}(k) &= \mathbf{P}(k/(k-1))\mathbf{H}^T(k)[\mathbf{H}(k)\mathbf{P}(k/(k-1))\mathbf{H}^T(k) + \mathbf{R}(k)]^{-1} \\ \mathbf{P}(k/k-1) &= \Phi(k, k-1)\mathbf{P}((k-1)/(k-1))\Phi^T(k, k-1) + \\ &\quad \mathbf{P}(k/k) = [\mathbf{I} - \mathbf{K}(k)\mathbf{H}(k)]\mathbf{P}(k/k-1)[\mathbf{I} - \mathbf{K}(k)\mathbf{H}(k)]^T + \mathbf{K}(k)\mathbf{R}(k)\mathbf{K}^T(k) \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

如果对系统全部状态变量实现反馈控制, 则式(2)中矩阵  $\mathbf{B}(k)$  为单位阵, 反馈控制量  $\mathbf{U}(k)$  为

$$\mathbf{U}(k) = -\Phi(k+1, k)\hat{\mathbf{X}}(k/k) \quad (3)$$

4 工程样机结构

SAR 运动传感器工程样机包括如下 4 个部分:

- 1) 惯性测量单元(IMU)。其主要部件为 2 个挠性陀螺仪和 3 个挠性加速度计及相应的接口电路。
- 2) GNSS 接收机(OEM 板)。该接收机能进行 GPS 加 GLONASS 的双星定位, 具有很好的导航定位性能。通过 RS-232 串行口进行数据通讯, 可给出经、纬度以及速度等相关信息。
- 3) 导航计算机。采用嵌入式的 PC104 结构工业控制计算机(486)。利用中断方式对 IMU 和 GNSS 的数据进行采集处理。IMU 的采样频率为 200Hz, GNSS 数据的采样频率为 1Hz。系统程序工作在两种不同的迭代频率下: 捷联系统基本算法迭代频率为 50Hz, 组合系统卡尔曼滤波器迭代频率为 1Hz。经过实际测试, 纯惯性导航解算时间小于 1ms, 卡尔曼滤波器的解算时间约为 19ms, 四个滤波方程的解算消耗了大量的时间, 占整个滤波器解算时间的 90%。
- 4) RS429 的导航信息输出。根据 SAR 整体系统的设计, 运动传感器的数据输出采用 RS429 结构, 设计波特率为 125kbit/s。

5 运动传感器性能测试与分析

5.1 地面静态试验——长期导航精度以及成像期间精度测试

将捷联惯导系统水平放置, 引入 GNSS 接收机的位置和速度测量信息对捷联惯性导航系统的误差进行滤波修正。对系统的输出结果进行分析后发现, 运动传感器在静基座下运行 60min, 系统的误差情况为:

- 姿态角误差小于  $0.01^{\circ}$ , 水平速度误差小于  $0.02\text{m/s}$ , 水平位置误差小于  $10\text{m}$
- 航向角误差小于  $0.05^{\circ}$ , 垂直速度误差小于  $0.25\text{m/s}$ , 高度位置误差小于  $25\text{m}$

以上数据表明系统在静基座时具有相当高的测量精度。

为了研究成像期间纯惯导系统的误差情况, 将成像期间输出的位置与其他参考系统输出的位置相减, 得到位置误差, 利用二次项曲线拟合的方法, 分离出一次项误差和二次项误差, 判断是否符合 SAR 的工作要求。由于飞机飞行过程中无法确切得到经、纬度等信息, 所以只能在静态情况下进行测试。设  $y$  为位置误差,  $t$  为时间变量, 对于在一个成像期间内测得的  $(y_i, t_i)$  有

$$y_i = a + bt_i + ct_i^2$$

其中  $a$  为常数项误差;  $b$  为一次项误差系数;  $c$  为二次项误差系数。

可以采用最小二乘拟合的方法求出  $a$ 、 $b$ 、 $c$  三个值。表 1 是某次成像期间的误差分析结果。

表 1 成像期间误差分析

误 差	误差拟合方程	40s 线性误差/m	3s 平方项误差/mm
北向位置误差	$y_x=0.0000748t^2+0.00572t+2.724$	0.229	0.670
东向位置误差	$y_y=0.000105t^2+0.0124t+2.465$	0.496	0.945
地向位置误差	$y_z=-0.0001111t^2-0.0249t-8.052$	0.996	1.000

经多次试验反复统计分析得出: 运动传感器工程样机 40s 内东向、北向和天向的位置线性误差小于 1m, 3s 内位置平方项误差不大于 1mm, 完全符合 SAR 运动补偿的需要。

## 5.2 航向、姿态精度测试分析

将捷联惯导系统放在三轴转台上, 对于姿态、航向角分别进行正、反向转动测试。经分析可知, 俯仰角动态变化时, 测量精度在  $0.01^\circ$  以内; 横滚角动态变化时, 正向转动时测量精度在  $0.01^\circ$  左右, 反向转动时误差稍大一些, 但也在  $0.05^\circ$  以内; 航向角动态变化时, 测量精度基本都在  $0.01^\circ$  以内。可见系统具有很高的航向、姿态精度, 能够满足对天线平台的控制。

## 5.3 实际试飞

对本文所设计的系统进行了多次试飞。试飞中, 运动传感器除了根据 SAR 成像脉冲的控制不断地输出 APC 运动数据给 SAR 外, 同时记录相关参数, 以便事后进行分析研究。经过与飞机主惯导记录的飞行曲线进行比较后发现, 运动传感器给出的飞行曲线与实际飞行情况完全吻合。经过运动补偿后的 SAR 图像精度得到了较大的提高, 限于篇幅不作详细介绍。

# 6 结论

针对 SAR 成像期间的特殊要求, 本文分析并研究了 GNSS/SINS 导航系统的结构和算法处理, 提出了一种适合于 SAR 运动补偿的组合导航改进算法: 在成像期间输出以纯惯性为主的导航信号以保证较高的相对定位精度, 而 GNSS/SINS 组合, 保证了长时间的绝对定位精度。

多次的实验以及试飞结果表明, 文中所设计的方案是可行的、正确的, 所研究的工程样机具有良好的静态和动态性能, 能够实时准确地给出 APC 的各种运动信息, 满足了 SAR 运动补偿的要求。

## 参 考 文 献

- 1 张澄波. 综合孔径雷达原理系统分析与应用. 北京: 科学技术出版社, 1989: 300~350
- 2 Kennedy T A. The Design of SAR Motion Compensation Systems Incorporating Strapdown Inertial Measurement Units. Proc. IEEE 1988: 74~78
- 3 Kennedy T A. Strapdown Inertial Measurement Units for Motion Compensation for Synthetic Aperture Radars. IEEE AES Magazine, 1988: 32~35
- 4 DiFilippo David J, George EH, William S Widnall. Evaluation of a Kalman Filter for SAR Motion Compensation. IEEE PLANS, 1988: 259~268
- 5 曹福祥, 保铮, 袁建平等. 用于 SAR 运动补偿的 DGPS/SINS 组合系统研究. 航空学报, 2001, 22 (2): 121~124
- 6 李振华. 合成孔径雷达运动补偿研究. 南京: 南京航空航天大学硕士论文, 1999: 25~40
- 7 Liu Jianye, Sun Yongrong, He Xiufeng et al. Design & Realization on GPS/INS Integrated Navigation System. 53rd Annual Meeting-Institute of Navigation, 1997, Albuquerque, NM, USA 293~297
- 8 袁信, 俞济祥, 陈哲. 导航系统. 北京: 航空工业出版社, 1993: 30~48

## 作者简介

孙永荣 1969 年生, 1997 年获南京航空航天大学自动化学院导航、制导与控制专业硕士学位, 博士研究生。主要从事卫星/惯性组合导航、GPS 应用等方面的研究。

刘建业 1957 年生, 1995 年获南京航空航天大学自动化学院导航、制导与控制专业博士学位, 教授。主要从事 GPS/惯性导航及测控技术研究。

陈武 1962 年生, 1992 年获英国纽卡斯尔大学测绘专业博士学位, 副教授。主要从事大地测量、GPS 导航与智能交通等研究。

(下转第 69 页)

# A Fusion Algorithm to Estimate the Rates of an Object Using Tracking and Telemetered Data

Zhu Zhuoanmin   Yang Yikang   Huang Yongxuan  
(Xi'an Jiaotong University, Xi'an 710049)  
Li Jisheng  
(Xi'an Satellite Control Center, Xi'an 710043)

**Abstract** This paper built transformation relationship between the launch system and inertial frame. The method for computing the gravitation acceleration based the telemetered data is discussed. Then proposed a fusion algorithm to estimate the rates of a object using tracking and telemetered data. The simulation demonstrates that the accuracy can be improved greatly by using telemetered data to estimate the rates and it will offer a methodical foundation to overcome related problems in data processing.

**Subject Term** Data processing   Telemetry data   Coordinate transformation   Calculation method

(上接第 32 页)

# Research on the Airborne SAR Motion Information Sensor

Sun Yongrong   Liu Jianye  
(College of Automation Engineering of Nanjing University of  
Aeronautics & Astronautics Nanjing 210016)  
Chen Wu  
(Hong Kong Polytechnic University, Kowloon Hong Kong)

**Abstract** This paper proposes an improved Motion Information Sensor (MIS)-Based on GNSS/SINS for SAR motion compensation. The MIS can provide not only the long-term information with absolute accuracy, but also the short-term data with high relative accuracy during SAR imaging. System design, error models and navigation algorithms of the MIS are introduced in the paper. The experiment results show that the MIS can provide accurate navigation information (position, velocity and attitude) to meet the requirements of SAR motion compensation. Especially, the MIS is suitable for the case: the accuracy of airplane master inertial navigation system is too low or not configured.

**Subject Term** Synthetic aperture rader   Motion compensating system   Sensor   Spacecraft